

Обзорная статья
УДК 629.784.014.2
DOI: [10.34759/trd-2023-129-25](https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-25)

ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВ ПРИМЕНЕНИЯ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ДЛЯ СНАБЖЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ НА СОЛНЕЧНО- СИНХРОННОЙ ОРБИТЕ

Юрий Леонидович Кузнецов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет),

Москва, Россия

kuznetsovyury@mail.ru

Аннотация. Обосновывается проектный облик, схема полёта и массово-энергетические параметры многоразовой одноступенчатой ракеты-носителя (РН), обеспечивающей доставку полезной нагрузки (ПН) непосредственно на борт орбитальной станции, которая функционирует на солнечно-синхронной орбите (ССО) высотой 350 км и наклоном 97 град. Показано, что для универсальной РН, имеющей возможность транспортировки пилотируемых и беспилотных ПН, а также для повышения массового совершенства её конструкции, топливный отсек целесообразно изготавливать в виде моноблока с совмещёнными днищами и размещением ПН в передней части РН. Приводятся результаты оптимизации

параметров и режимов работы двигательной установки орбитального маневрирования (ДОМ) и условий применения одноступенчатых многоразовых РН.

Ключевые слова: одноступенчатая ракета-носитель, транспортно-техническое обеспечение, проектный облик, массово-энергетические характеристики

Для цитирования: Кузнецов Ю.Л. Проектно-баллистический анализ перспектив применения одноступенчатой ракеты-носителя для снабжения орбитальной станции на солнечно-синхронной орбите // Труды МАИ. 2023. № 129. DOI: [10.34759/trd-2023-129-25](https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-25)

Review article

DESIGN AND BALLISTIC ANALYSIS OF THE PROSPECTS OF USING A SINGLE-MODULE LAUNCH VEHICLE TO SUPPLY AN ORBITAL STATION IN A SUN-SYNCHRONOUS ORBIT

Yuri L. Kuznetsov

Moscow Aviation Institute (National Research University),

Moscow, Russia

kuznetsovyury@mail.ru

Abstract. This article is concerned with the substantiation of the design appearance of a reusable single-module launch vehicle (LV), which ensures the delivery of a playful payload (PIP) on board the orbital station. The design appearance of the LV is determined by the totality of its geometric, mass and energy characteristics. During the research, the KORONA single-module LV project designed at the OAO “Makeyev Rocket Design Bureau” was used as a parent variant. The research included a comparative analysis of the

schemes of the power plant (PoP) and the layout of fuel containers for the LV, which ensures the delivery of the PIP to the orbital station operating in a sun-synchronous orbit with a height of 350 km and an inclination of 97 degrees. When determining the mass-dimensional characteristics of the LV, it was assumed that a PIP with a total mass of 5000 kg was delivered to the orbital station, which includes a cabin with a crew of four and 2000 kg of cargo in an unpressurized compartment, followed by the recovery of the crew and 200 kg of associated cargo to earth. Calculations of energy characteristics were carried out by modeling the motion of center of mass of the LV during the development of a typical flight pattern. This pattern includes launching the LV into an elliptical exchange orbit, ballistic pause, testing of the apogee pulse, which ensures the transfer of the LV to the working orbit of the station, splicing, deorbiting by testing the deceleration pulse, aerodynamic deceleration in the atmosphere and the final rocket-dynamic braking, which ensures a soft landing of the LV near the launch point.

According to the results of the research, the design appearance was formed and the limit (critical) masses of the structure and fuel filling were determined, as well as the PoP parameters of the reusable single-module LV of the KORONA type, which will ensure the delivery of the PIP of a given mass. It is shown that for the universal LV used in the transportation of manned and unmanned PIP, as well as to increase the mass perfection of the design of the LV, it is advisable to produce oxidizer and fuel tanks in the form of a monoblock with combined bottoms, and place the PIP in the front of the LV. A rational scheme of PoP operation is substantiated, which provides for a single activation of a cryogenic main engine with a central body used to form a transition orbit with an apogee

height equal to the height of the station's working orbit, with the development of subsequent pulses using an orbital maneuvering engine (OME) of limited power on high-boiling fuel components. It is shown that the parameters of the OME: thrust and the geometric degree of nozzle expansion should be optimized from the condition of ensuring a minimum fuel consumption in the area of pre-landing braking. A high sensitivity of the mass of the PIP derived by a single-module LV from the height of the working orbit was revealed, which is due to a significant excess of the final mass of the LV structure compared to the mass of the output PIP. This feature limits the scope of application of a single-module reusable LV to circular orbits with a height of no more than 350-400 km.

Keywords: Single-module launch vehicle, orbital station, design appearance, mass-energy characteristics

For citation: Kuznetsov Yu.L. Design and ballistic analysis of the prospects of using a single-module launch vehicle to supply an orbital station in a sun-synchronous orbit.

Trudy MAI, 2023, no. 129. DOI: [10.34759/trd-2023-129-25](https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-25)

Введение

В настоящее время сформировался целый комплекс проблем, препятствующих эффективной эксплуатации международной космической станции (МКС) в интересах России, который включает:

- увеличение технического риска для экипажа, обусловленного выработкой в ближайшей перспективе ресурса МКС и связанного с этим ростом количества

отказов бортового оборудования [1]; и нарушением герметичности отсеков станции [2];

- высокую стоимость поддержания функционирования постоянно действующей МКС массой более 400 *t* со сменными экипажами численностью 6-8 чел.[3], требующей регулярного и частого пополнения запасов воды, кислорода, продуктов питания и топлива для коррекции рабочей орбиты МКС;

- санкционную деятельность США и Западной Европы, которая усложняет процесс оперативного принятия на межгосударственном уровне технических и финансовых решений, требуемых для обеспечения функционирования МКС в штатном режиме;

- сложность качественного наблюдения территории России, лежащей в диапазоне широт 50-72 *град*, с борта МКС, летающей по орбите с наклоном 51,8 *град* (трасса МКС покрывает не более 5 % территории РФ).

В этой связи одним из перспективных направлений развития отечественной пилотируемой космонавтики является создание Российской орбитальной служебной станции (РОСС), решение о разработке которой было принято руководством Госкорпорации «Роскосмос» в 2020 г. Общий вид типовой компоновки РОСС первого этапа показан на рис.1. Для минимизации затрат на создание и эксплуатацию РОСС, она должна, в отличие от МКС, функционировать в посещаемом режиме экипажем не более 4 чел. и состоять из минимального количества служебных модулей, общей массой не более 80 *t*. При этом для обеспечения эффективного решения задачи дистанционного зондирования

территории России, в качестве базовой для РОСС выбрана ССО высотой 300-350 км [4]. Доставку экипажей к РОСС должны обеспечивать пилотируемые космические корабли (ПКК) «Союз-МС» и разрабатываемый ПКК «Орел» [5], а транспортировку расходных материалов и оборудования - грузовики «Прогресс-МС».

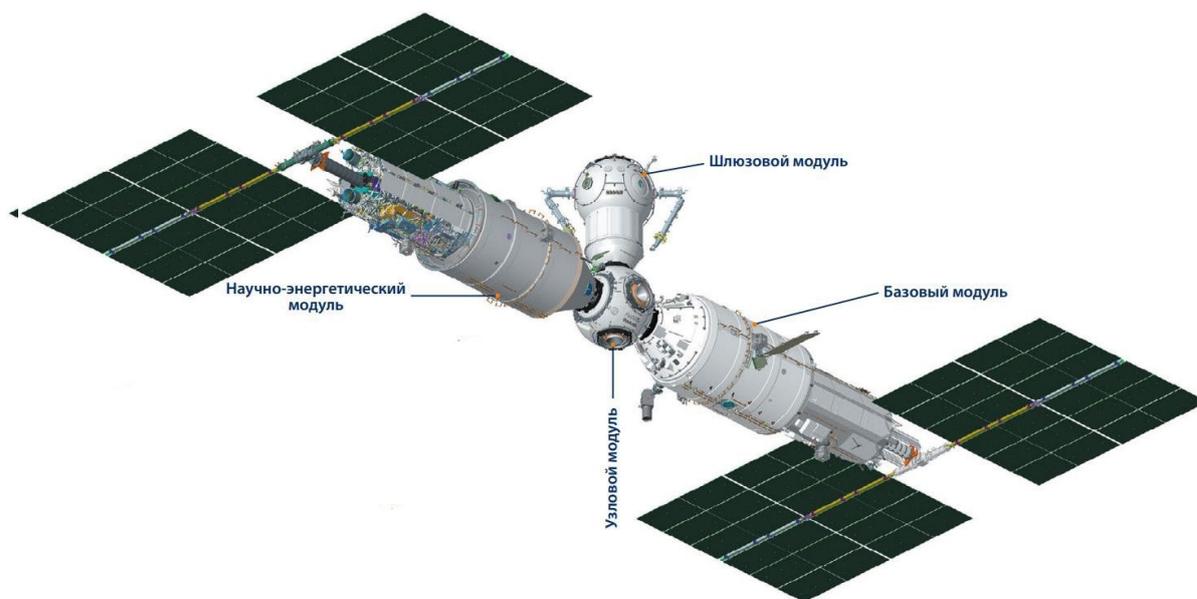


Рис.1 Общий вид Российской орбитальной служебной станции первого этапа

ПКК «Союз-МС» и грузовик «Прогресс-МС» запускаются с помощью РН «Союз-2.1А». Её достоинством является высокая надёжность, а недостатком - достаточно высокая стоимость. По данным журнала «Новости космонавтики» цена контракта только на изготовление в РКЦ «Прогресс» РН «Союз» составляет 1.2 млрд руб (≈ 19 млн долл) [6]. Не в последнюю очередь высокая цена обусловлена технической сложностью и «многодельностью» трёхступенчатой РН «Союз», состоящей более чем из 3500 отдельных систем и агрегатов и имеющей четырёхблочную первую ступень. Следует отметить, что увеличение наклона

рабочей орбиты РОСС с 51,8 град до 97 град существенно снижает энергетические возможности РН, определяемые массой ПН, выводимой на рабочую орбиту. В частности, изменение наклона круговой орбиты высотой 350 км с 51,8 град до 97 град уменьшает массу ПН на 18 %, что потребует применения ранее не использовавшейся для этих целей модернизированной РН «Союз-2.1Б» с новой третьей ступенью оснащенной более эффективным ЖРД замкнутой схемы РД0124. Однако, даже этот вариант РН не может полностью компенсировать снижение массы ПН, выводимой на орбиту РОСС по сравнению с орбитой МКС. В этой связи представляется актуальным рассмотреть возможность применения для доставки экипажа и грузов к РОСС новых средств выведения (СВ) в одноразовом или многоразовом исполнении. Последние в перспективе смогут обеспечить снижение стоимости запуска за счёт повторного использования отдельных компонент или всей РН.

До настоящего времени разработано множество проектов многоразовых СВ, которые включают двух и одноступенчатые транспортные космические системы с вертикальным и горизонтальным стартом [7,8,9]. Наиболее радикальными, но и технически сложными, являются одноступенчатые СВ с вертикальным стартом и маршевой двигательной установкой на базе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) или с горизонтальным стартом, именуемые также воздушно-космическими самолётами, которые оснащаются комбинированной двигательной установкой, использующей на начальном этапе полёта атмосферный кислород [10]. В настоящей статье рассмотрим перспективы применения многоразовых одноступенчатых РН,

концепция которых длительное время исследовалась как за рубежом [7,8], так и в нашей стране. Из отечественных проектов, наибольший интерес по глубине проработки представляет проект одноступенчатой многоразовой РН «Корона» ОАО «ГРЦ Макеева» [11], общий вид которой показан на (рис.2).

Главной проблемой создания многоразовой одноступенчатой РН является достижение с помощью всего одной ступени запаса характеристической скорости, необходимого для выведения ПН на рабочую орбиту. Для ССО высотой 350 км запас составляет $\approx 8550-8600$ м/с. Решение этой проблемы требует системного подхода к процессу проектирования, включающего оптимизацию компоновки РН, предельное облегчение конструкции путём применения высокопрочных металлических и композиционных материалов и использование высокоэнергетического кислородно-водородного топлива для маршевого двигателя (МД). При этом для повышения удельного импульса тяги на всём участке выведения МД, как правило, компоуется по многокамерной схеме с размещением камер сгорания вокруг конического центрального тела, формирующего внутреннюю поверхность общего автотельного сопла. Проекты мощных многокамерных ЖРД с центральным телом, именуемых также ЖРД со штыревым или тарельчатым соплом, разрабатывались с начала 60-х гг. в нашей стране [12] и в США [13, 14]. Так, например, первый отчёт, где исследовались характеристики различных типов камер сгорания для ЖРД большой тяги, в т.ч. скомпонованных по схеме с соплом внешнего расширения с центральным телом, был выпущен ОКБ-456 (НПО «Энергомаш») ещё в 1961 г.

В состав двигательной установки РН помимо МД и ДОМ должна входить также реактивная система управления (РСУ), включающая четыре блока двигателей малой тяги (по 10-20 кгс), обеспечивающая управление РН по крену на участке выведения, ориентацию и стабилизацию на баллистических паузах и создание продольной перегрузки для осадки топлива перед выполнением динамических операций.

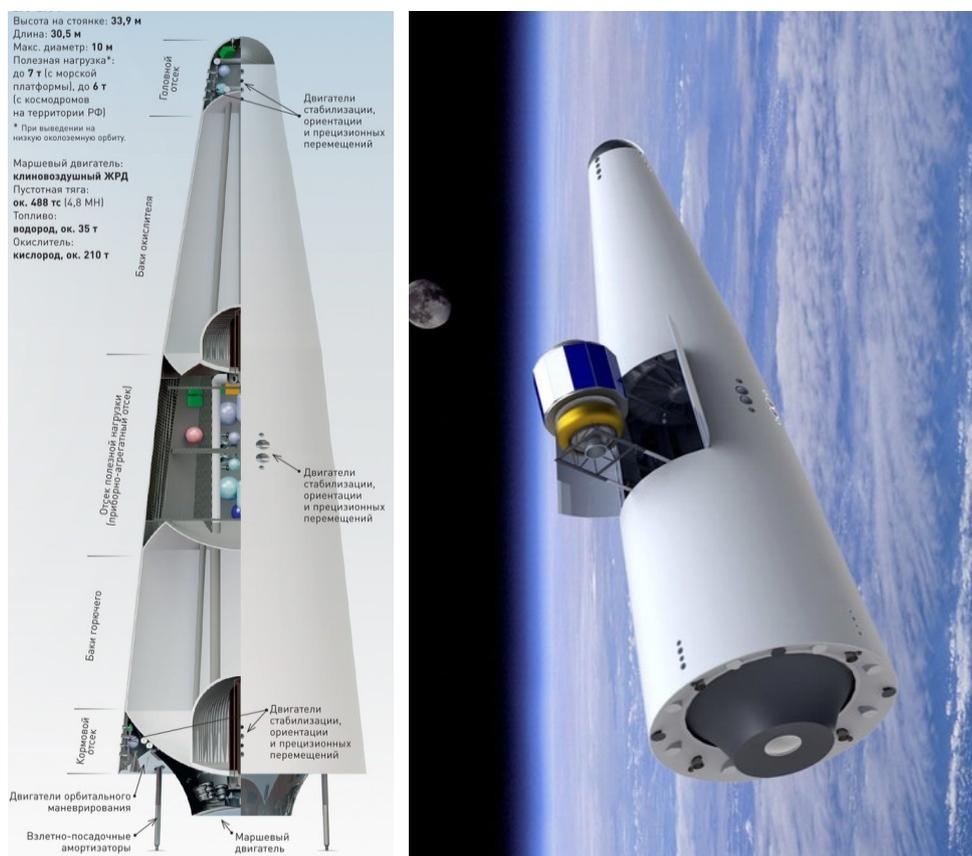


Рис.2 Одноступенчатая многоразовая РН «Корона»

Разработка оптимального проектного облика одноступенчатой РН

Для оценки эффективности применения РН типа «Корона» для решения задачи транспортно-технического обеспечения РОСС, функционирующей на ССО высотой

350 км, был сформирован проектный облик РН, показанный на рис.3. По результатам выполненных исследований предлагаемый вариант одноступенчатой РН имеет ряд отличий в конструктивно-силовой схеме от опубликованного в печати базового варианта РН «Корона» [11], обусловленных следующими причинами.

1. В базовом варианте ПН размещается в центре корпуса в сухом отсеке между баками окислителя и горючего. Форма отсека ПН, образуемая конической обечайкой и двумя выпуклыми днищами топливных баков, не является оптимальной по целому ряду причин, которые включают: сокращение полезного объёма отсека из-за наличия неиспользуемых полостей в зонах стыков днищ баков и обечайки отсека, необходимость проводки через отсек ПН расходных магистралей окислителя, а также значительную величину смачиваемой поверхности криогенных днищ баков окислителя и горючего, имеющих температуру стенки $-195\text{ }^{\circ}\text{C}$ и $-253\text{ }^{\circ}\text{C}$, соответственно. В этих условиях для обеспечения температурного режима ПН ($\pm 50\text{ }^{\circ}\text{C}$) на обечайку, днища баков и расходную трубу должен быть нанесён слой изолирующего пенопласта и экранно-вакуумной изоляции. По предварительным оценкам масса изоляции будет составлять не менее 450-480 кг. Поэтому перспективным решением является перенос отсека ПН в носовую часть РН, что упрощает компоновку типовой ПН, которая, как правило, представляет собой цилиндр или параллелепипед с удлинением 1,5-2,5.

2. Анализируя существующую баллистическую схему пилотируемого полёта к МКС следует отметить, что одноразовая РН «Союз-2.1А» является всего лишь средством доставки ПКК «Союз-МС» на промежуточную орбиту. Дальнейший

полёт к МКС ПКК выполняет самостоятельно, для чего он должен быть оснащён соответствующим комплектом систем и агрегатов (МД, системами управления, энергоснабжения, ориентации, жизнеобеспечения и пр.). В результате стоимость ПКК «Союз-МС», как и подавляющего большинства КА, выводимых на орбиту, превосходит по своей стоимости применяемую для его запуска РН. Высокая стоимость пилотируемых запусков не в последнюю очередь обусловлена тем, что ПКК, как и РН являются одноразовыми изделиями. Очевидно, что экономически-эффективная одноступенчатая РН, использующая предельные по своим характеристикам и, соответственно, дорогие технические решения и материалы, должна разрабатываться в многоразовом исполнении, что в свою очередь потребует оптимизации схемы доставки экипажа и грузов к РОСС. Вместо практикуемого в настоящее время выведения ПКК на промежуточную орбиту (при запуске к МКС РН «Союз-2.1А» выводит ПКК «Союз-МС» орбиту с параметрами 242 км / 200 км [15]) предлагается с помощью энергетики РН не только выводить ПН на рабочую орбиту станции, но и стыковаться с РОСС. В этом случае ПКК из автономного КА превращается в неотделяемый от РН пилотируемый модуль упрощённой конструкции, включающий гермокабину с минимумом агрегатов, обеспечивающих жизнедеятельность космонавтов и грузовой отсек, используемый для попутной транспортировки к РОСС оборудования, рабочих жидкостей и газов, с последующим возвратом на Землю полученных материалов и приборов. Фактически такая схема транспортно-технического обеспечения была реализована в 80-х гг. при полётах МКС «Space Shuttle» к орбитальной станции «Мир». Принципиальное

отличие заключается в том, что если в орбитальном корабле «Space Shuttle» кабина экипажа интегрирована в его конструкцию [8], то в варианте одноступенчатой многоразовой РН для обеспечения универсальности её применения пилотируемый модуль целесообразно делать съёмным, обеспечив возможность установки вместо него грузового контейнера - аналога КА «Прогресс» или головного обтекателя с автоматическим КА, выводимым на целевую орбиту.

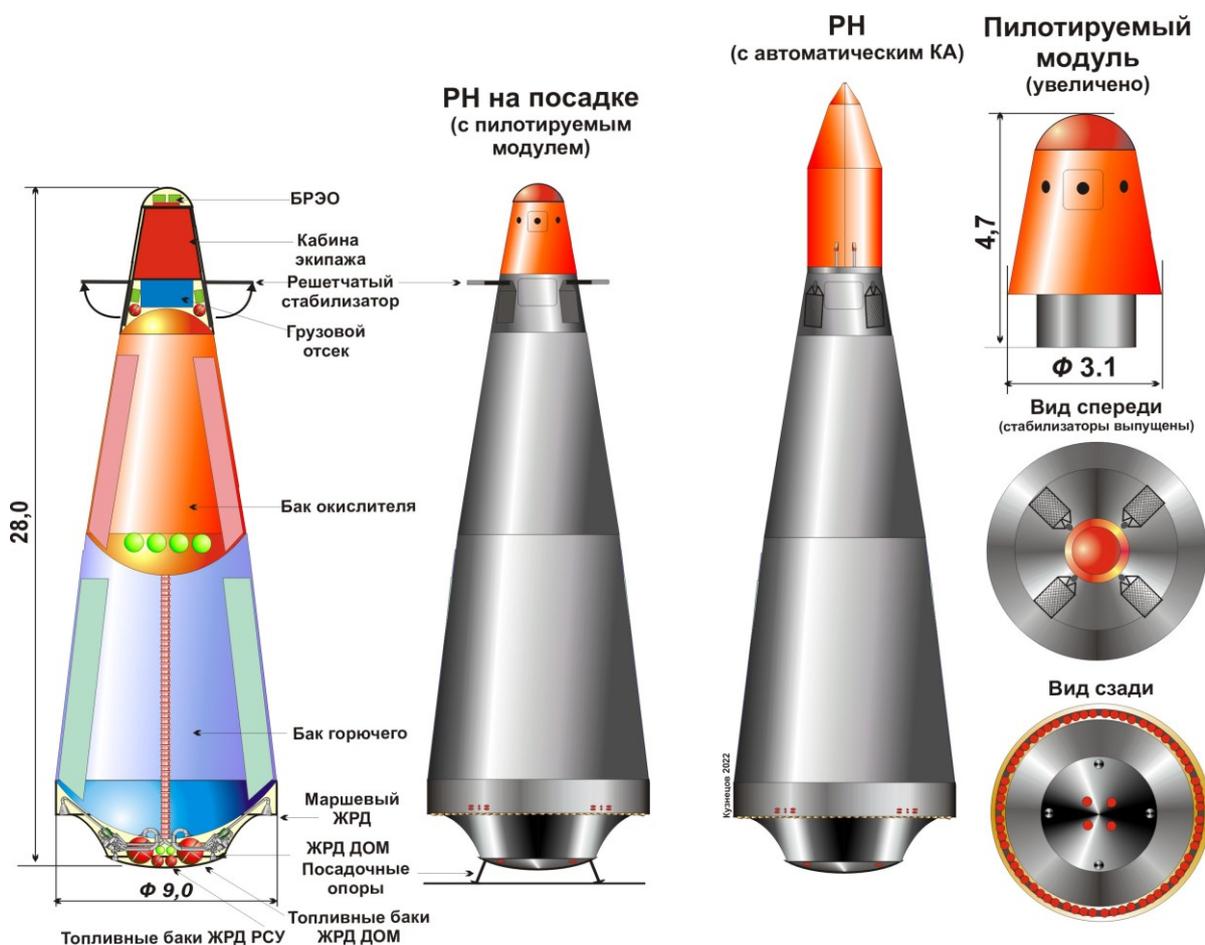


Рис.3 Проектный облик универсальной одноступенчатой РН

3. Доставка экипажа с помощью РН непосредственно на борт РОСС потребовала уточнения схемы распределения импульсов тяги между МД и ДОМ с учётом того, что для выведения РН на круговую орбиту высотой 350 км необходимо

минимум два включения двигателя. Схема пусковой операции многоразовой РН показана на рис.4. По результатам первого участка полёта, заканчивающегося на высоте 116 км, формируется эллиптическая переходная орбита с параметрами 350 км / 50 км. После баллистической паузы длительностью ≈ 32 мин производится второе включение двигательной установки РН, обеспечивающее подъём высоты перигея орбиты до 350 км, для чего должен быть израсходован запас характеристической скорости ≈ 75 м/с. Предполагается, что на выполнение динамических операций в окрестностях РОСС и стыковку дополнительно потребуется запас характеристической скорости ДОМ в размере $\approx 50-60$ м/с. После окончания сроков работы экспедиции на станции производится отделение РН от РОСС и отработка тормозного импульса величиной ≈ 110 м/с, обеспечивающего сход РН с орбиты, вход в атмосферу ($H=90$ км) с углом не менее 1.6 град и аэродинамическое торможение. Заключительное включение ДОМ, обеспечивающее мягкую посадку РН, выполняется при снижении РН на высоту 0,8-1,0 км при скорости падения ≈ 130 м/с.

Неопределённым является вопрос о выборе типа двигателя для отработки апогейного импульса: МД или ДОМ. Рассмотрим его на примере формирования проектного облика многоразовой одноступенчатой РН, обеспечивающей выведение к РОСС пилотируемого модуля снаряженной массой 5000 кг, включающего: гермокабину с грузовым отсеком (2600 кг), экипаж 4 чел. с вещами (400 кг), а также транспортируемый груз - жидкости, газы и оборудование (2000 кг). По окончании экспедиции вместе с экипажем на Землю с борта РОСС предполагается возвращать

груз массой 200 кг. Таким образом, масса пилотируемого модуля в момент отделения от РОСС будет составлять 3200 кг.

При баллистических расчётах использовались аэродинамические характеристики исследовавшихся в ЦАГИ им.Н.Е.Жуковского типовых вариантов компоновок одноступенчатых РН с малым удлинением корпуса [16]. В процессе расчётов были оптимизированы параметры МД и ДОМ, а также лимитные массы конструкции и заправок двигательной установки, приведенные в табл.1. При определении величин составляющих остатков топлива и газов использовались статистические данные по соответствующим показателям отечественного кислородно-водородного разгонного блока 12 КРБ [17], а также криогенных вторых ступеней РН «Энергия» и раннего варианта РН «Ангара» [8].

Сравним два варианта схемы отработки апогейного импульса. При использовании ДОМ, работающей на высококипящих компонентах АТ/НДМГ, для выведения РН на орбиту РОСС в начале баллистической паузы производится слив \approx 75-80 % остатков криогенных компонентов МД (3060 кг). На создание перегрузки для слива остатков, стабилизацию РН на паузе и осадку топлива ДОМ перед запуском расходуется 15 кг топлива РСУ. Расход топлива ДОМ и отработку апогейного импульса будут составлять 805 кг. Теоретически, при использовании схемы с повторным включением криогенного МД, за счёт более высокого удельного импульса тяги расход топлива на формирование рабочей орбиты должен уменьшиться \approx на 30 % (250 кг). Однако, вследствие прогрева конструкции МД в процессе работы на участке выведения и достаточно длительной баллистической

паузы после его выключения, происходит испарение запаса криогенного топлива (заливки), находящегося в полостях двигателя ниже клапанов входа (760 кг). Поэтому в конце баллистической паузы, перед повторным включением МД, должны быть проведены типовые подготовительные операции [17], требуемые для запуска криогенного ЖРД в невесомости, которые включают: осадку топлива в баках, длительное (не менее 150 с), захолаживание МД путём проливки его магистралей криогенными компонентами и предпусковую заливку «холодного» МД компонентами (760 кг). Таким образом, суммарный расход криогенных компонентов и топлива РСУ на отработку апогейного импульса будет составлять не менее 2350-2400 кг, т.е. в 2,9-3,0 раза больше, чем при отработке импульса с помощью ДОМ на высококипящих компонентах.

Массово-энергетические характеристики ДУ одноступенчатой РН

Таблица 1

Параметр	МД	ДОМ	РСУ
Пустотная тяга, <i>тс</i>	420	50	-
Пустотный удельный импульс, <i>с</i>	479	300	290
Суммарная площадь среза сопел, <i>м²</i>	6,72	0,50	
Заправка, <i>кг</i> в т.ч.	248700	5100	100
- рабочий запас топлива, <i>кг</i>	243000	4500	80
- достартовый расход, <i>кг</i>	1350	-	-
- травление на участке выведения, <i>кг</i>	360	-	-

- остатки топлива и газов, на момент выключения ,кг	3990	100	20
в т.ч. - гарантийный запас, кг	1940	-	-
- заливка ДУ, кг	760	-	-
- невырабатываемые остатки, кг	510	-	-
- пары КРТ, кг	660	-	-
- гелий в ШБ и баках, кг	120	-	-

Как показали баллистические расчёты для обеспечения энергетического баланса сухая масса конструкции многоразовой одноступенчатой РН без ПН, с параметрами, представленными на рис.3 и в табл.1, не должна быть превышать 20950-21000 кг, что соответствует массовому совершенству конструкции, приведённому к рабочему запасу топлива, на уровне не выше $\approx 8.6\%$, т.е. как у одноразовой первой ступени РН типа «Ангара». В этой связи для минимизации массы конического блока баков, подвергающегося значительному тепловому нагружению не только на участке спуска, но и при выведении, практический интерес представляет его изготовление в виде «горячей» конструкции из высокопрочного титанового сплава. О перспективности применения интегрального блока баков с совмещенными днищами свидетельствует успешный опыт создания в конце 50-х гг. первой американской МБР «Атлас» [18], которая по совместительству стала и первой серийной американской РН. Изготовленный из тонкой высокопрочной нержавеющей стали блок баков МБР «Атлас» имел массовое

совершенство конструкции по заправляемому топливу на уровне всего 2 %. [19]. Высокому массовому совершенству блока баков с совмещёнными днищами способствует также разгрузка среднего днища, на которое действует не полное избыточное давление, как на замыкающие днища, а на порядок меньшее давление, равное перепаду давления между баками окислителя и горючего.

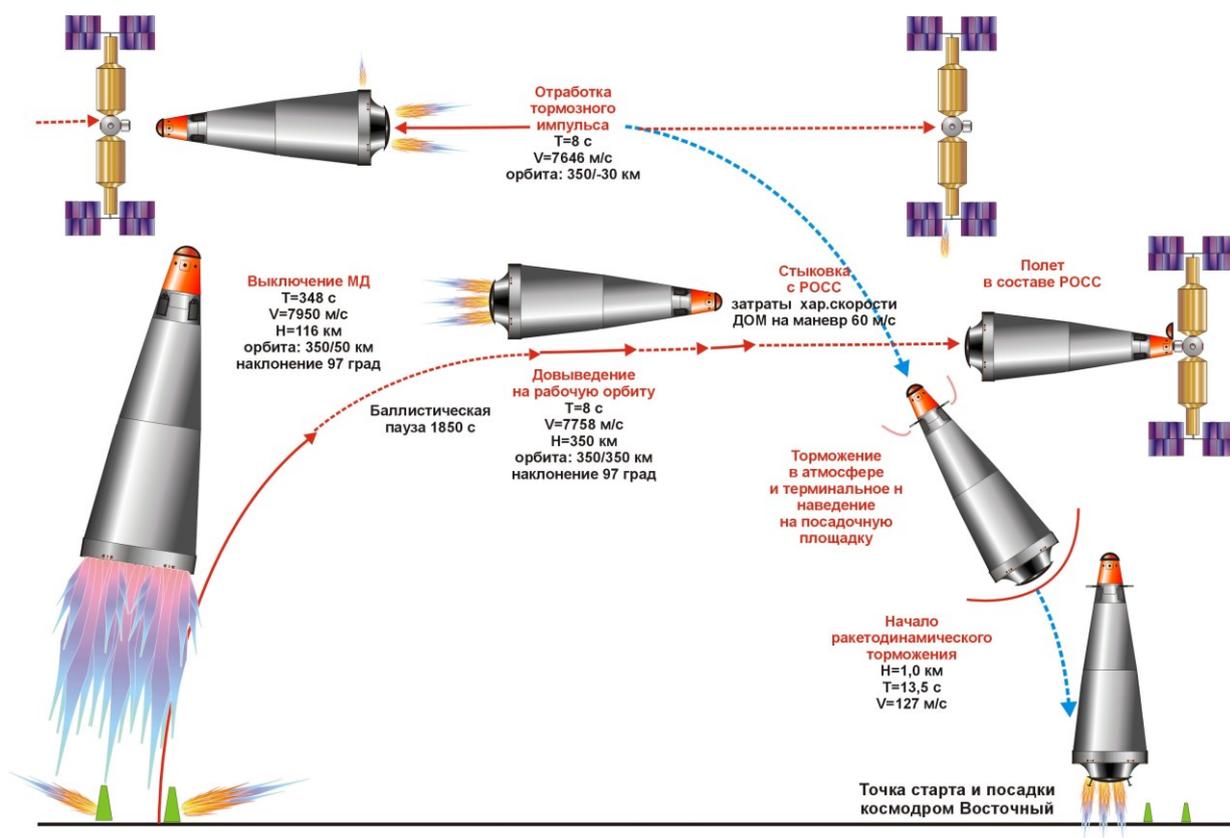


Рис.4 Схема полёта многозадачной универсальной одноступенчатой РН к РОСС

Следует иметь в виду, что наибольшее количество топлива (\approx в 2 раза больше, чем на сход с орбиты) расходуется на предпосадочное торможение РН. Результаты анализа влияния начальной тяговооруженности, приведённой к массе РН на момент начала торможения, представлены на рис.5. Вариации пустотной тяги ДОМ в пределах 30-50 *тс* показывают, что с увеличением тяги существенно уменьшается

расход топлива на посадочное торможение, в первую очередь за счёт снижения гравитационных потерь характеристической скорости, пропорциональных продолжительности времени работы ДОМ. Вследствие чего тягу ДОМ желательно максимизировать с введением режима дросселирования в конце работы для обеспечения более точного контроля высоты выравнивания РН при касании поверхности посадочной площадки. Лимитировать предельную тяговооруженность ДОМ будут рост массы конструкции, компоновочные ограничения, связанные с размещением сопел ДОМ на центральном теле МД и проблемы с их защитой при входе РН в атмосферу на участке спуска. По компоновочным ограничениям, а также в связи с необходимостью достижения максимальной тяги ДОМ на атмосферном участке полёта, для ЖРД ДОМ целесообразно использовать «земное» сопло с малой геометрической степенью расширения несмотря на потерю пустотного удельного импульса тяги.

В заключении необходимо обратить внимание на то, что характерной особенностью одноступенчатой РН является резкое падение массы ПН с увеличением высоты рабочей орбиты. В частности, при увеличении высоты ССО с 350 км до 550 км масса выводимой ПН (пилотируемого модуля) уменьшается с 5000 кг до 0 кг. Указанная особенность объясняется значительной массой конструкции одноступенчатой РН, выходящей вместе с ПН на целевую орбиту. Так, например, при запуске ПН массой 5000 кг, масса многофазовой РН с остатками топлива составляет 25125 кг, т.е. в 5 раз больше чем масса ПН. Тогда как конечная масса третьей ступени РН «Союз-2.1А», выводимой вместе с ПН массой 4900 кг на ССО

высотой 350 км равна всего 2860 кг [20], т.е. почти в два раза меньше, чем масса ПН. Указанная особенность ограничивает сферу применения одноступенчатой многоразовой РН без дополнительного разгонного блока круговыми орбитами высотой не более 350-400 км. С учётом располагаемой энергетики исследованного варианта РН, для запуска КА на высокоэнергетические орбиты оптимальным решением может быть использование разгонного блока «Фрегат» [21], характерной особенностью которого является малая габаритная высота (1,5 м) и высокое массовое совершенство конструкции, упрощающие его компоновку в ограниченных габаритах головного обтекателя.

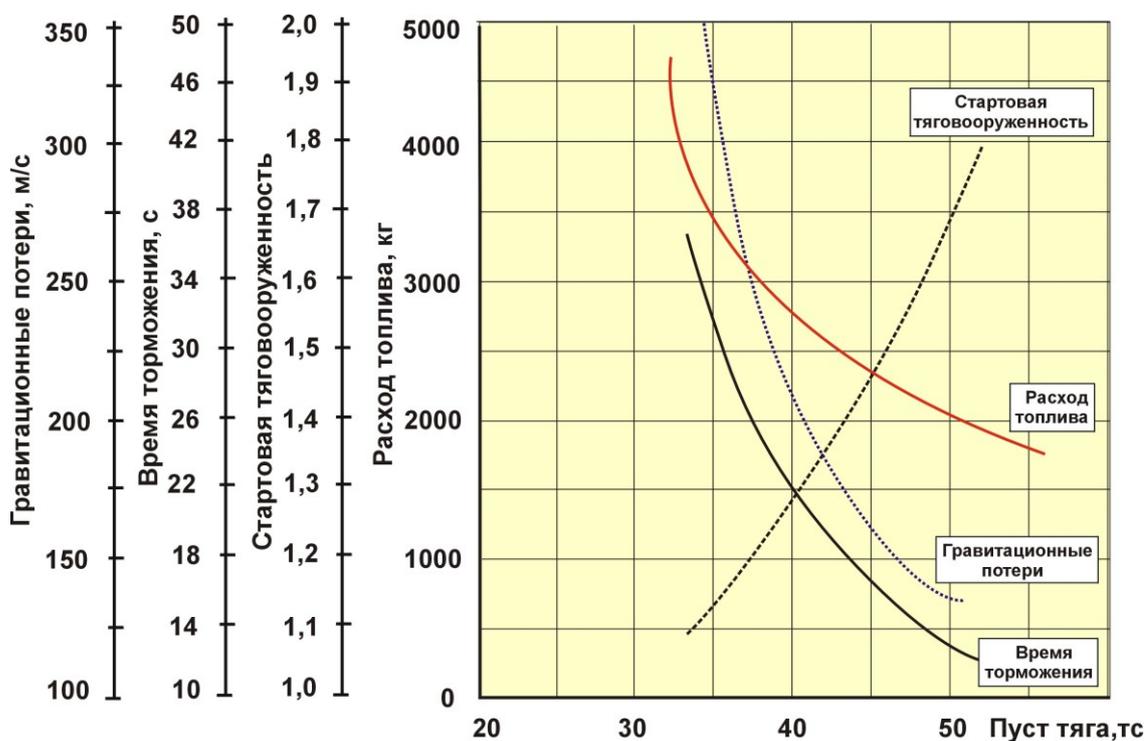


Рис.5 Влияние тяговооруженности ДОМ на расход топлива при посадке

Заключение

1. По результатам проектно-баллистических исследований сформирован проектный облик и определены лимитные массы конструкции и заправки

многоразовой многоступенчатой РН типа «Корона», обеспечивающей доставку ПН (экипажа из четырёх человек и попутного груза массой 2000 кг) непосредственно на борт РОСС, функционирующей на ССО высотой 350 км и наклоном 97 град.

2. Показано, что для универсальной РН, имеющей возможность транспортировки как пилотируемых так и беспилотных КА, а также для повышения массового совершенства её конструкции, блок топливных баков целесообразно изготавливать из титанового сплава в виде моноблока с совмещёнными днищами и размещением ПН в передней части РН.

3. Обоснована рациональная схема работы двигательной установки РН при выведении ПН на орбиту РОСС, предусматривающая однократное включение криогенного МД, формирующего переходную орбиту с высотой апогея равной высоте рабочей орбиты РОСС с последующей отработкой апогейного импульса с помощью ДОМ на высококипящих компонентах. Показано, что параметры ДОМ (тяга и геометрическая степень расширения сопла) должны оптимизироваться из условия обеспечения минимума расхода топлива на участке посадочного торможения.

4. Выявлена высокая чувствительность массы ПН, выводимой многоступенчатой РН, от высоты ССО, обусловленная значительным превышением конечной массы РН по сравнению с массой ПН, что ограничивает сферу применения многоступенчатой многоразовой РН без использования дополнительного разгонного блока, круговыми орбитами высотой не более 350-400 км.

Список источников

1. Хохлов А., Красильников А. EVA-33 или возвращение в исходное состояние // Новости космонавтики. 2016. Т. 26. № 1. С. 10-11.
2. Красильников А. Утечка воздуха на МКС // Новости космонавтики. 2018. № 10. С. 18-20.
3. Александров Б. МКС 20 лет на орбите // Взлёт. 2018. № 11-12. С. 50-53.
4. Воронцов Д. После МКС. О проекте станции РОСС // Взлёт. 2021. № 7-8. С. 79-80.
5. Афанасьев И., Воронцов Д. Летим на Луну? // Взлёт. 2015. № 10. С. 52-56.
6. Железняков А., Извеков И. Пока верстался номер // Новости космонавтики. 2017. № 10. С. 3.
7. Гэтланд К. Космическая техника: иллюстрированная энциклопедия. - М.: Мир, 1986. - 296 с.
8. Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. - М.: Рестарт, 2009. – 526 с.
9. Михалёв С.М. Адаптация аэрокосмической системы к выведению спутников на высокоэнергетические орбиты // Труды МАИ. 2020. № 106. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=105690>
10. Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б. Космические крылья. - М.: ЛенТа странствий, 2009. – 496 с.
11. Вавилин А.В., Дегтярь В.Г., Маханьков С.А., Молчанов С.Ф. Назначение, возможности и особенности создания многоразовой одноступенчатой ракеты-

носителя КОРОНА // XLII академические чтения по космонавтике (23-26 января 2018 года): сборник тезисов. - М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. - 476 с.

12. Чванов В.К., Денисов А.Э., Лёвочкин П.С., Старков В.К., Стернин Л.Е., Ширшов В.Е., Юрьев В.Ю. Использование сопел с центральным телом в компоновочных схемах многокамерных двигательных установок ракет-носителей // Труды НПО «Энергомаш». № XXXI. - М.: НПО «Энергомаш», 2014. С. 69-89.

13. Рао Г. Исследование ракетных двигателей на жидком топливе. - М.: Мир, 1964. - 449 с.

14. Бейчел Р. Разработка соплового блока для одноступенчатого космического самолёта // Астронавтика и ракетодинамика. 1976. № 1. С. 1-12.

15. Красильников А.А. Северный ветер «Борей» задул на станции // Новости космонавтики. 2017. № 9. С. 18.

16. Петров К.П. Аэродинамика транспортных космических систем. - М.: Эдуториал УРСС, 2000. – 365 с.

17. Фирсов В.П., Гордеев В.А., Антюхов И.В., Воробьёв Н.Н., Морозов В.И. Захолаживание кислородно-водородного двигателя и расходных магистралей разгонного блока 12КРБ. Научно-технические разработки ОКБ-23-КБ «Салют». - М.: Воздушный транспорт, 2006. С. 362-373.

18. Buedeler W. Geschichte der Raumfahrt. Strasburg, Sigloch edition, 1979, 498 p.

19. Афанасьев И.Б., Воронцов Д.А. Первая космическая гонка: поединок за спутник. - М.: Русские витязи, 2017. – 342 с.

20. Асюшкин В., Викуленков В., Ишин С. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.

References

1. Khokhlov A., Krasilnikov A. *Novosti kosmonavtiki*, 2016, vol. 26, no. 1, pp. 10-11.
2. Krasilnikov A. *Novosti kosmonavtiki*, 2018, no. 10, pp. 18-20.
3. Aleksandrov B. *Vzlet*, 2018, no. 11-12, pp. 50-53.
4. Vorontsov D. *Vzlet*, 2021, no. 7-8, pp. 79-80.
5. Afanasev I., Vorontsov D. *Vzlet*, 2015, no. 10, pp. 52-56.
6. Zheleznyakov A., Izvekov I. *Novosti kosmonavtiki*, 2017, no. 10, pp. 3.
7. Getland K. *Kosmicheskaya tekhnika: illyustrirovannaya entsiklopediya* (The Illustrated Encyclopedia of Space Technology), Moscow, Mir, 1986, 296 p.
8. Kobelev V.N., Milovanov A.G. *Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* (Launch vehicles for spacecraft), Moscow, Restart, 2009, 526 p.
9. Mikhalev S.M. *Trudy MAI*, 2020, no. 106. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=105690>

10. Lukashovich V.P., Afanas'ev I.B. *Kosmicheskie krylya* (Cosmic Wings), Moscow, LenTa stranstvii, 2009, 496 p.
11. Vavilin A.V., Degtyar' V.G., Makhankov S.A., Molchanov S.F. *XLII akademicheskie chteniya po kosmonavtike: sbornik tezisov*. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana, 2018, 476 p.
12. Chvanov V.K., Denisov A.E., Levochkin P.S., Starkov V.K., Sternin L.E., Shirshov V.E., Yurev V.Yu. *Trudy NPO «Energomash»*, no. XXXI, Moscow, NPO «Energomash», 2014, pp. 69-89.
13. Rao G. *Issledovanie raketnykh dvigatelei na zhidkom toplive* (A Mass Model for Liquid Propellant Rocket Engines), Moscow, Mir, 1964, 449 p.
14. Beichel R. *Astronavtika i raketodinamika*, 1976, no. 1, pp. 1-12.
15. Krasilnikov A.A. *Novosti kosmonavtiki*, 2017, no. 9, pp. 18.
16. Petrov K.P. *Aerodinamika transportnykh kosmicheskikh sistem* (Aerodynamics of transport space systems) Moscow, Edutorial URSS, 2000, 365 p.
17. Firsov V.P., Gordeev V.A., Antyukhov I.V., Vorobev N.N., Morozov V.I. *Zakholazhivanie kislorodno-vodorodnogo dvigatelya i raskhodnykh magistralei razgonnogo bloka 12KRB. Nauchno-tekhnicheskie razrabotki OKB-23-KB «Salyut»* (Cooldown of the oxygen-hydrogen engine and consumable lines of the booster block 12KRB. Scientific and technical developments of OKB-23-KB "Salyut"), Moscow, Vozdushnyi transport, 2006, pp. 362-373.
18. Buedeler W. *Geschichte der Raumfahrt*, Strasburg, Sigloch edition, 1979, 498 p.

19. Afanasev I.B., Vorontsov D.A. *Pervaya kosmicheskaya gonka: poedinok za sputnik* (The first space race: duel for the satellite), Moscow, Russkie vityazi, 2017, 342 p.
20. Asyushkin V., Vikulenkov V., Ishin S. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina*, 2014, no. 1, pp. 3-9.

Статья поступила в редакцию 01.11.2022

Одобрена после рецензирования 31.12.2022

Принята к публикации 27.04.2023

The article was submitted on 01.11 2022; approved after reviewing on 31.12.2022; accepted for publication on 27.04.2023